

法政大学学術機関リポジトリ  
HOSEI UNIVERSITY REPOSITORY

## 超小型遠心圧縮機内の流れの数値解析

著者	萩原 和明, 天野 聖, 嶋田 尚輝, 水木 新平, 辻田 星歩
出版者	法政大学情報メディア教育研究センター
雑誌名	法政大学情報メディア教育研究センター研究報告
巻	20
発行年	2007-03-20
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10114/177">http://hdl.handle.net/10114/177</a>

# 超小型遠心圧縮機内の流れの数値解析

萩原 和明 天野 聖 嶋田 尚輝  
法政大学大学院工学研究科機械工学専攻

水木 新平 辻田 星歩  
法政大学工学部機械工学科

近年、電力用の分散型エネルギー源やモバイル電源、超小型飛行機用を目指したガスタービンの小型化に対する研究や試作が盛んに行われている。しかし、小型化された遠心圧縮機の内部流れの詳細を実験で解明することは非常に難しい。

本研究では、マイクロガスタービンを構成する超小型遠心圧縮機の実現を目指し、羽根車内の流れの詳細を CFD により解明し、開発のための知見を得た。

## 1. 結論

近年、分散型エネルギー源としてマイクロガスタービンの研究や試作が行われている<sup>(1)(2)</sup>。その構成要素となる、遠心圧縮機は産業用、航空用、車両用などの幅広い分野で用いられている。遠心圧縮機は、軸流式に比べて 1 段当たりの圧縮比が大きく、流量の増減による圧力変化が少ない。羽根車内の流れは、複雑な翼形状、軸方向から流入し半径方向へ流出する際に受ける遠心力およびコリオリ力、境界層の発達の影響などにより複雑な様相を呈する。また、サイズが極めて小さいマイクロガスタービンは圧縮比を得るために高い回転数を必要とする。さらに、実機による測定が困難なために、CFD による流動解析が不可欠となる。

本研究では直径 4mm のマイクロガスタービン用超小型遠心圧縮機の実現を目指し、その 2.5 倍モデルである直径 10mm の超小型遠心圧縮機内の流れの数値解析を行い、その内部流れの挙動を解明した。

## 2. 供試羽根車

表 1 に羽根車の設計仕様を、図 1 にその形状を示す。

Table 1. Specification of test impeller

Number of blades	9
Inlet diameter [mm]	7.750
Outlet diameter [mm]	10.000
Thickness of blades [mm]	0.170
Inlet blade height [mm]	2.125
Outlet blade height [mm]	1.000
Inlet blade angle [°]	51.000

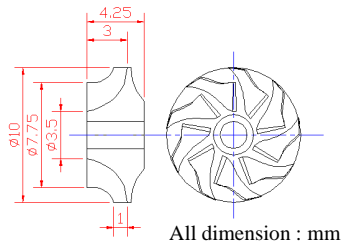


Fig.1. Configuration of test impeller

## 3. 値解析法

### 3.1 計算方法

汎用コード STAR-CD を用い、支配方程式にはレイノルズ方程式を、全体の計算アルゴリズムに SIMPISO 法を用いた。計算精度に影響を与える対流項の評価には二次精度の風上差分法 (LUD)、乱流モデルには低レイノルズ数型 k- モデルを用いた。

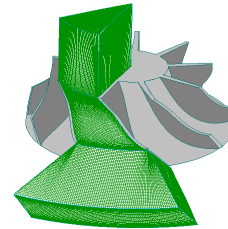


Fig.2. Computational grids

### 3.2 解析条件

図 2 に計算格子を示す。計算格子は羽根車 1 ピッチ分の翼間流路に対し生成して、解析を行った。

格子点数は、流れ方向に入口部 40 点、翼間部 78 点、および出口部 53 点、翼ピッチ方向にはそれぞれ 79 点、59 点および 81 点、翼スパン方向には全ての領域で 44 点の計 596,026 点である。

境界条件としては、圧力比 3 を想定し、入口全圧を 101,300(Pa)、出口静圧を 303,900(Pa)、回転数を 1,000,000rpm に設定した。壁面ではすべり無し条件を与え、翼面以外のピッチ方向境界面には周期境界条件を適用した。クリアランスの影響は考慮せず、定常圧縮性流れを仮定して数値解析を行った。

得られた計算結果から、静圧係数  $C_{ps}$ 、全圧損失係数  $C_{pt}$ 、マッハ数  $Ma$  を以下の式により算出した。

$$C_{ps} = \frac{P_s - P_{s1}}{\frac{1}{2} \rho u^2} \quad C_{pt} = \frac{P_{t1} - P_t}{\frac{1}{2} \rho u^2} \quad Ma = \frac{V}{a}$$

ここで、 $P_s$  は静圧、 $P_{s1}$  は入り口静圧、 $P_t$  は回転による圧力上昇を除いた全圧(ロータルピー)であり、 $P_{t1}$  は入り口全圧、 $\rho$  は標準大気密度[ $1.205 \text{ kg/m}^3$ ]、 $U$  は羽根車出口周速[m/s]、 $V$  は相対速度[m/s]、 $a$  は音速[m/s]である。

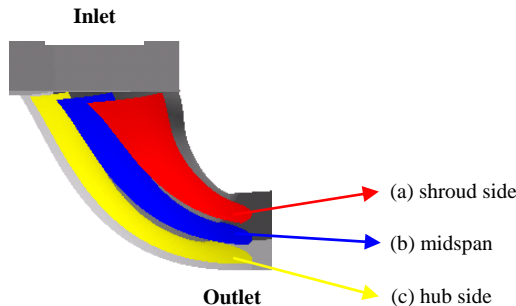


Fig.3. Blade-to-blade surfaces

#### 4 計算結果と考察

図3に計算結果を表示する翼間面を示す。図4に各翼間面における主流方向速度分布と速度ベクトルを示す。また、図5にマッハ数分布、図6に静圧係数分布、図7に全圧損失係数分布の計算結果を各翼間面ごとに示す。図8、図9はそれぞれシュラウド面側、ミッドスパン面、ハブ面側における翼面近傍マッハ数分布、翼面静圧係数分布を示す。ここで、 $X_{max}$  は羽根車入口から羽根車出口までの翼面に沿った距離を、 $X$  は羽根車入口からの翼面に沿った距離である。また、PSは圧力面、SSは負圧面を示し、LEを前縁、TEを後縁とする。

図4(a)において、負圧面側で大規模な剥離の形成が確認できる。また、シュラウド面側の負圧面出口付近において逆流が発生しているのが確認できる。これは、ディフューザ壁面で生じた境界層が半径方向の逆圧力勾配の影響により、逆流を引き起こし、低運動エネルギー領域に流れ込んだと考えられる。図5(a)、(b)の負圧面側において、マッハ数  $Ma$  が1を超え、超音速流入状態であることが分かる。また、わずかに下流において  $Ma$  が急激に低下し1以下になっていることから衝撃波の発生が確認できる。

図6(a)において、負圧面側で局所的な圧力上昇が確認できる。これは、衝撃波の影響によるものである。さらに、この急激な圧力上昇の影響で、図4(a)に見られる大規模な剥離が誘起されたと考えられ、子午面の曲率による二次流れとコリオリ力による二次流れによって、シュラウド面側負圧面に低運動エネルギー領域が形成され、低運動エネルギー流体が蓄積されている。また、図7(a)において、広範囲の損失領域が確認できる。これは、剥離の影響によるものだと考えられる。

図8(a)、(b)の  $X/X_{max}=0.1$  付近の負圧面側において、シュラウド面側のマッハ数が、1.9の超音速状態から0.1の亜音速状態まで急激に低下しており、この図からも衝撃波の存在を示している。同様にミッドスパン面においてもマッハ数が急低下しており、衝撃波が発生していることが確認できる。さらに、ミッドスパン面の負圧面側

$X/X_{max}=0.6$  付近においてマッハ数の低下が見られる。これは、シュラウド面側負圧面の剥離によって形成された低運動エネルギー領域が、ミッドスパン面の負圧面出口付近まで拡大していると考えられる。

図9(a)、(b)において、マッハ数が急激に低下している  $X/X_{max}=0.1 \sim 0.2$  付近に対応して、負圧面での圧力が、局所的に上昇している。シュラウド面側では、この衝撃波の影響により、シュラウド面側負圧面で剥離を誘起させたと考えられるが、ミッドスパン面では、剥離が起きていないことが確認できる(図4(a)、(b))。これは、シュラウド面側に比べ  $X/X_{max}=0.1 \sim 0.2$  の負圧面の圧力上昇が緩やかであり、衝撃波前後のマッハ数の落差が小さいことから、ミッドスパン面での衝撃波の影響が小さいと考えられる。

#### 5 結論

本研究により以下の結論を得た。

- (1) 本解析結果から直径10mmの三次元翼超小型遠心圧縮機内の流れの挙動が明らかになった。
- (2) 三次元翼の超小型遠心圧縮機内では衝撃波が発生し、大規模な剥離が引き起こされ、広範囲に高損失領域が形成される。
- (3) ディフューザ部で逆流が生じ、羽根車出口から翼間内部への流入を引き起こす。

#### 参考文献

- [1] 寺元進、長島利夫、“超小型ガスタービンのCFD”、ガスタービン学会誌、Vol.30, No4, (2002.7), pp.50-55
- [2] 長島利夫他“超小型ガスタービンの熱流動設計をめぐる海外共同研究”、日本ガスタービン学会誌、Vol.30, No4, (2002.7), pp.42-49

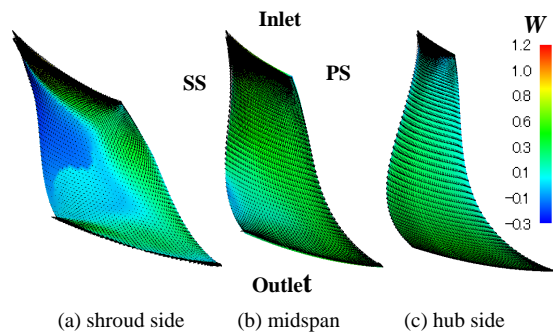


Fig.4. Velocity vector and velocity distribution

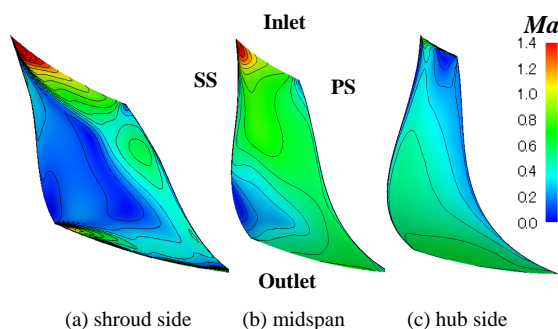


Fig.5. Mach number distribution

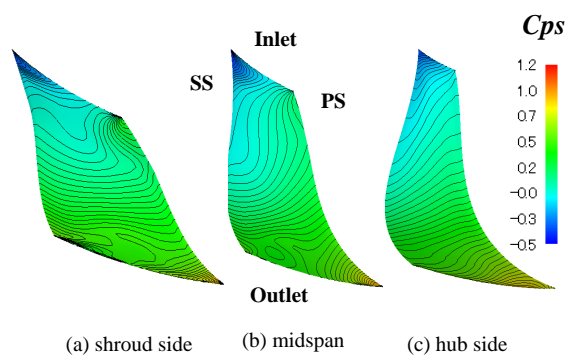


Fig.6. Static pressure distribution

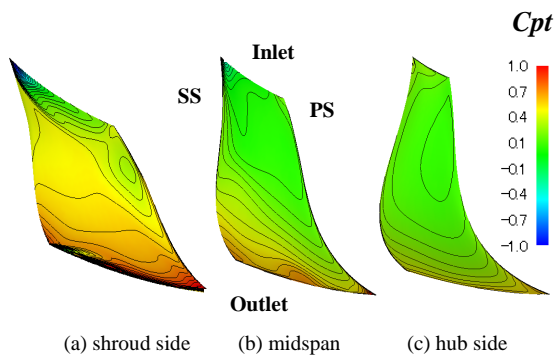
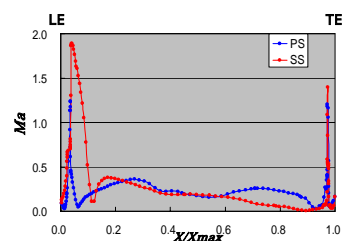
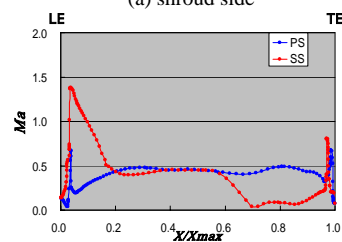


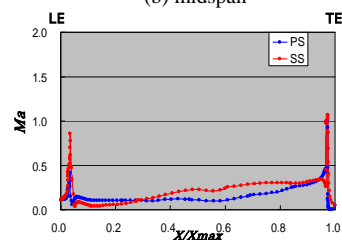
Fig.7. Total pressure loss distribution



(a) shroud side

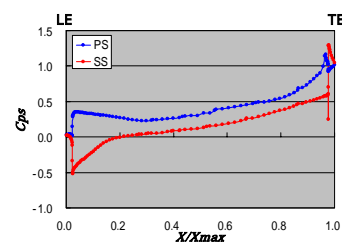


(b) midspan

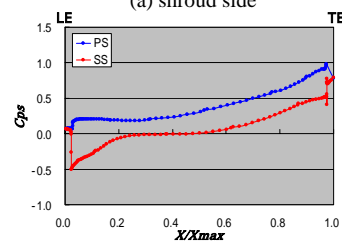


(c) hub side

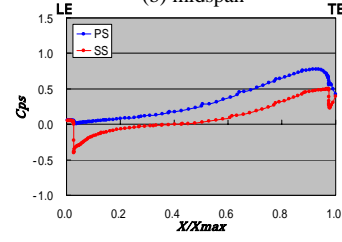
Fig.8. Mach number distribution near blade



(a) shroud side



(b) midspan



(c) hub side

Fig.9. Static pressure distribution on blade surface

キーワード.

超小型遠心圧縮機、内部流れ

-----

Summary.

## **Numerical Analysis of Flow within Ultra Micro Centrifugal Compressor**

Kazuaki Hagiwara   Takashi Amano   Naoki Shimada  
Graduate School of Mechanical Engineering, Hosei University

Shimpei Mizuki   Hoshio Tsujita  
Department of Mechanical Engineering, Hosei University

In recent years, a lot of experimental and numerical investigations have been made for the micro centrifugal compressor system used as the mobile electrical power source, the electric distributed energy source, the gas turbine for micro plane and so on. However, the downsizing of the centrifugal compressor system makes impossible to measure the internal flow in the rotating impeller experimentally.

For realizing the micro centrifugal compressor, which constitutes a micro gas turbine, the internal flow in the micro centrifugal impeller was analyzed by CFD in detail.

Keywords.

Ultra Micro Centrifugal Compressor, Internal Flow